

بررسی دقت ناوبری تلفیقی اینرسی - مخابراتی در فاز فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین

هادی نوبهاری* (استادیار)

حامد محمدکریمی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۵)
دوره‌ی ۲ - ۳، شماره‌ی ۲، ص. ۶۳-۷۱

در این مطالعه دقت سیستم‌های ناوبری مورد استفاده در فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین، که از تلفیق حس‌گرهای اینرسی با سیستم‌های مخابراتی بهره می‌برند، تشریح شده است. ناوبری این پرنده‌ها در دو فاز «پایانه‌ی» و «غیرپایانه‌ی» بررسی شده است. شرایط انتهایی فاز غیرپایانه‌ی، به‌عنوان شرایط اولیه‌ی فاز پایانه‌ی منظور می‌شود؛ بنابراین ابتدا دقت یک سیستم ناوبری تلفیقی، که با الگوریتم تطابق سرعت کار می‌کند، در فاز فرود پهباد تحلیل شده و ارتباط بین «دقت حس‌گرهای اینرسی»، «پارامترهای پروازی» و «دقت سیستم ناوبری» در قالب روابط بسته استخراج شده است. سپس، شرایط اولیه مستخرج از فاز غیرپایانه‌ی و همچنین اثر پارامترهای پروازی منتج از مانور فرود پهباد، بر خطای سیستم ناوبری در فاز پایانه‌ی، مدل‌سازی شده است؛ تقریب‌های لازم بر مدل دینامیکی انجام شده و روابط تحلیلی که دقت سیستم ناوبری در فاز پایانه‌ی را بیان می‌کند، استخراج شده است. به‌منظور اعتبارسنجی روابط تحلیلی استخراج شده، فرود پرنده‌ی Shadow-۲۰۰ که برای فرود خودکار از سیستم کمک‌ناوبری TALS استفاده می‌کند، شبیه‌سازی شده است. نتایج شبیه‌سازی با روابط تحلیلی به دست آمده، همخوانی بسیار بالایی دارد.

واژگان کلیدی: فرود خودکار، پرنده‌ی بدون سرنشین، ناوبری اینرسی، ناوبری تلفیقی، الگوریتم تطابق سرعت.

nobahari@sharif.edu
mohammadkarim@ae.sharif.ir

۱. مقدمه

در طی عملیات فرود تکیه‌ی کامل بر تصمیمات خلبان می‌تواند خطرآفرین باشد. این مسئله در پرنده‌هایی با قابلیت پرواز در تمامی شرایط آب و هوایی، یا پرواز در شب از اهمیت بیشتری برخوردار است. برای غلبه بر این مشکلات و افزایش محدوده‌ی عملیاتی پرنده‌های بدون سرنشین، تحقیقات گسترده‌ی در حوزه‌ی سیستم‌های خودکار فرود انجام شده است.^[۱]

بسیاری از پرنده‌های بدون سرنشین می‌توانند با کنترل از راه دور، توسط یک خلبان با تجربه و از یک پایگاه کنترل زمینی عملیات فرود را انجام دهند. اما باید توجه داشت که واسط‌های انسانی می‌توانند مشکلات زیادی را برای کنترل پرنده ایجاد کنند؛ به‌عنوان مثال، عدم امکان شنیدن صدای موتور، عدم احساس لرزش‌ها، شتاب‌ها و حرکات و همچنین نبود دید سه‌بعدی و پیرامونی ممکن است بسیار مشکل‌آفرین باشد. در حقیقت نبود واقع‌بینی بزرگ‌ترین منشاء خطای خلبان است.

نیروی هوایی آمریکا تاکنون یک‌سوم پرنده‌های بدون سرنشین معروف خود، موسوم به «پریدتور»، را از دست داده که بیش از یک سوم آن‌ها به‌دلیل اشتباهات انسانی سقوط کرده‌اند. این مقدار ضرری معادل ۲۵۰ میلیون دلار بوده است.^[۲]

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۳/۱۲/۲۵، اصلاحیه ۱۳۹۴/۳/۲۷، پذیرش ۱۳۹۴/۸/۲۷.

دقت موقعیت‌یابی سیستم‌های فرود خودکار بیشتر از روش کنترل از راه دور توسط انسان است. به‌علاوه، در این سیستم مشکلاتی از قبیل خستگی یا روزمرگی وجود ندارد.

به‌طور کلی به تجهیزات لازم برای هدایت و کنترل خودکار یک هواپیما، از ارتفاع تقرب اولیه به نقطه‌ی برای لمس سطح فرود به‌صورت ایمن، «سیستم فرود خودکار» گفته می‌شود.^[۳] برای انجام عملیات فرود خودکار، زیرسیستم‌های متعددی لازم است که مهم‌ترین آن‌ها عبارت است از: سیستم مکان‌یابی دقیقی که بتواند موقعیت دقیق پرنده را در سه بعد محاسبه کند؛ برنامه‌ی هدایتی که بتواند دستورات کنترلی را تولید کند؛ منطق عملیاتی سازمان‌یافته‌ی که بتواند در مواقع ضروری در هر مرحله از فرود تصمیم‌گیری کند.^[۴]

عموماً سیستم‌های فرود خودکار دو نوع‌اند: «سیستم کمک‌خلبان» و «سیستم فرود کاملاً اتوماتیک». سیستم کمک‌خلبان معرف سیستم فرود در هواپیماهای متداول است و عموماً در شرایط بد آب و هوایی و دید نامناسب به‌عنوان کمک‌خلبان عمل می‌کند. سیستم فرود کاملاً اتوماتیک مخصوص پرنده‌های بدون سرنشین است؛ در این سیستم انسان دخالت ندارد و پرنده قادر است بدون کمک متصدی خارجی عملیات فرود را انجام دهد.

این فاز، سرعت ثابت نگاه داشته می‌شود؛ کنترل ناقص سرعت در این فاز باعث می‌شود که زاویه‌ی سرش از دست برود.

۳.۱.۲. فاز چرخش

پس از سرش و رسیدن به ارتفاع مناسب در طول مسیر سرش، سرعت و ارتفاع کم شده و با حرکت چرخشی پرنده به همراه قدری بالا آمدن دماغه، زمینه برای لمس زمین مهیا می‌شود. چرخش برای امنیت فرود بسیار حیاتی است، زیرا سرعت زیاد هنگام لمس می‌تواند باعث وارد شدن آسیب به سازه‌ی پرنده شود. سرعت عمودی در هنگام لمس باند باید کم‌تر از 10° فوت بر ثانیه باشد؛^[۵] در غیر این صورت هواپیما آسیب می‌بیند. همچنین این مقدار باید کم‌تر از ۶ فوت بر ثانیه باشد؛^[۳] در غیر این صورت با «فرود سخت» مواجه هستیم. با شروع فاز چرخش، سرعت که تاکنون توسط کنترل‌کننده‌ی سرعت ثابت نگاه داشته می‌شد، شروع به کاهش می‌کند. کنترل ناقص سرعت در این فاز باعث می‌شود که طول باند زیادی مورد نیاز باشد و یا سرعت برخورد با باند زیاد شود.

۴.۱.۲. فاز تاکسی

پس از لمس ارایه‌ی اصلی، نیروی تراست کم می‌شود و ترمزها عمل می‌کنند؛ پرنده باید بتواند تا توقف کامل خود را در وسط باند نگاه دارد.

۲.۲. فرود خودکار از منظر ناوبری

از نظر حلقه‌ی ناوبری، عملیات فرود به دو فاز پایانه‌ی و غیر پایانه‌ی تقسیم می‌شود. فاز پایانه‌ی شامل عملیات‌های عزیمت و تقرب است. فاز عزیمت از مانور هواپیما برای دور شدن از باند آغاز می‌شود، و تا خروج پرنده از «ناحیه‌ی کنترل پایانه‌ی» ادامه می‌یابد. فاز تقرب نیز از ورود پرنده به ناحیه‌ی کنترل پایانه‌ی شروع می‌شود و تا رهگیری سیستم‌های کمکی برای فرود ادامه دارد.^[۶] فاز غیر پایانه‌ی به بخش‌هایی از پرواز اطلاق می‌شود که شامل عملیات تقرب و عزیمت نباشد. سیستم‌های ناوبری به‌کار گرفته‌شده در این فاز، می‌تواند در فاز پایانه‌ی نیز به‌کار رود و یا در انتخاب سیستم ناوبری فاز پایانه‌ی موثر باشد.

الزامات ناوبری در فاز پایانه‌ی، سخت‌تر از فاز غیر پایانه‌ی است. به همین منظور تحقیقات گسترده‌ی برای برآورده‌سازی کم‌هزینه این الزامات انجام شده است. در برخی روش‌ها تجهیزات اضافی روی زمین نصب، و اطلاعات آن برای پرنده ارسال می‌شود و در برخی دیگر، تجهیزات روی خود پرنده نصب می‌شود.^[۷] در برخی از مطالعات^[۸] از ارتفاع‌سنج لیزری در فاز فرود یک پهباد استفاده شده است. در این پژوهش، کاهش خطای قرانت ارتفاع‌سنج لیزری در زوایای پیچ مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. محققین مسئله‌ی کاهش اثرات ارتعاشی ناشی از موتور و ملخ بر ارتفاع‌سنج صوتی را که جهت فرود به‌کار می‌رود^[۹] بررسی کرده‌اند. آنان همچنین مسئله‌ی تلفیق داده‌های حاصل از GPS، ناوبری اینرسی، ارتفاع‌سنج بارومتریک و ارتفاع‌سنج صوتی در فرود خودکار یک پهباد را بررسی کرده‌اند.^[۱۰]

۳. ناوبری تلفیقی اینرسی - مخابراتی

ناوبری رادیویی زمینی^۵ از سال ۱۹۳۰ مورد استفاده قرار گرفت. در این روش وجود فرستنده‌های رادیویی در روی زمین کمک می‌کند تا به کمک وسایل موجود در روی پرنده، خطوط هوایی ترسیم شود؛ سیستم‌هایی نظیر Loran، VOR و DME از این قبیل‌اند.^[۱۱] این سامانه‌ها قادر به تشخیص موقعیت و سرعت نسبی یک پرنده بودند. با گذشت زمان و افزایش قدرت محاسباتی پردازنده‌ها، امکان تلفیق داده‌ی

۲. مراحل اجرای فرایند فرود

مراحل انجام فرایند فرود در ادامه ذکر شده است. با توجه به نوع سیستم فرود خودکار، در هر مرحله زیرسیستم‌های خاصی به‌کار گرفته می‌شود:

- هدایت پرنده تا نزدیک محل فرود با سیستم‌های عمومی پرنده؛
- ورود به محدوده‌ی فرود و استفاده از سیستم‌های اختصاصی فرود (موجود در فرودگاه یا روی خود پرنده).

مراحل فوق به ترتیب در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است. در ادامه مراحل فرود به صورت دقیق‌تر بررسی می‌شود. این بررسی از منظر حلقه‌های «هدایت» و «ناوبری» انجام شده است.

۱.۱.۲. فرود خودکار از منظر هدایت

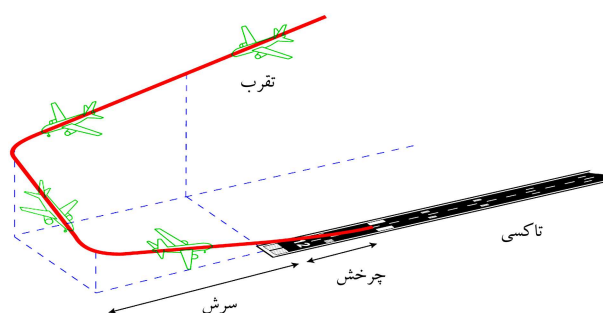
از نظر «حلقه‌ی هدایت» عملیات فرود شامل چهار فاز است: تقرب^۱، سرش^۲، چرخش^۳ و تاکسی^۴. در ادامه این فازها را شرح می‌دهیم.

۱.۱.۲. فاز تقرب

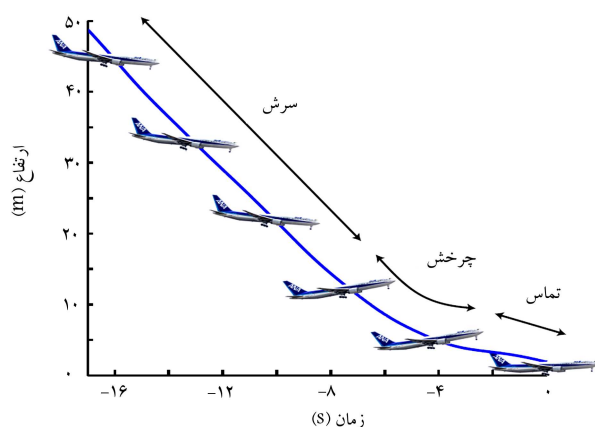
قبل از فرود، پرنده خود را به ارتفاعی مشخص می‌رساند و موقعیت را چنان تنظیم می‌کند که سر پرنده به سمت خط مرکزی باند باشد. به این مرحله از فرود «فاز تقرب» گفته می‌شود.

۲.۱.۲. فاز سرش

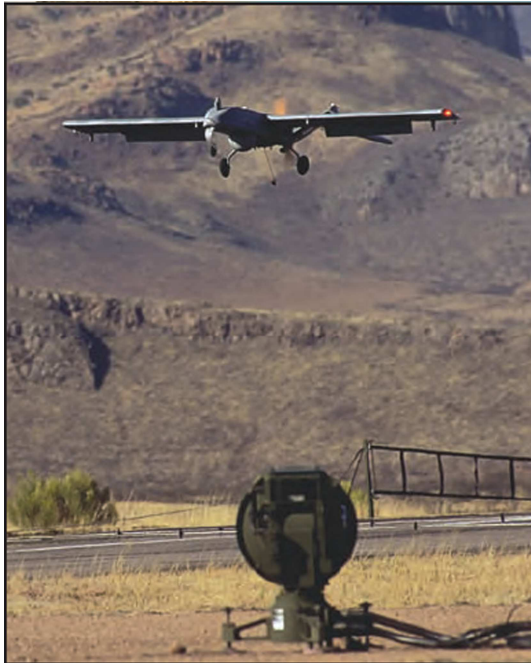
پس از تقرب لازم است که ارتفاع پرنده در فرایند سرش به سمت باند کاهش یابد. در این فاز زاویه‌ی سرش، وضعیت، و سرعت پرنده باید کنترل شده باشند. در طی



شکل ۱. هدایت پرنده تا محل فرود.^[۴]



شکل ۲. مراحل فرود در بعد زمان.^[۴]



شکل ۳. سیستم فرود خودکار تاکتیکی (TALS).



شکل ۴. زیرسیستم شناسایی زمینی سامانه‌ی TALS.

واحد نرم‌افزاری سیستم، سرعت و همچنین زاویه‌ی پیچ و رول مناسب را به پرنده ارسال می‌کند. این بخش شامل زیرمجموعه‌های واحد کنترل ردگیری^۸، پایه^۹، آنتن، کلاهک^{۱۰} و واحد تولید سیگنال تحقیق‌کننده^{۱۱} است که با دقت موقعیت پرنده را نسبت به نقطه‌ی فرود (نقطه‌ی برخورد با زمین) معین می‌کند. زیرسیستم ردگیر می‌تواند یک پهپاد را در فاصله‌ی حداکثر ۱۴/۸ کیلومتر ردگیری کند (شکل ۴).

ب) زیرسیستم ترنسپاندر هوایی

ترنسپاندر سیستمی است که در پاسخ به سیگنال دریافتی تحقیق‌کننده^{۱۲}، از خود سیگنال معرف تولید می‌کند.^{۱۳} این مجموعه با ابعاد کوچک می‌تواند یک منبع نقطه‌ی برای ردیابی دقیق ایجاد کند (شکل ۵).

۲.۳. پرنده‌ی Shadow-۲۰۰

این پهپاد محصول کشور آمریکا و یک پرنده‌ی تجسس و هدف‌یابی است که در سال ۱۹۹۲ توسط شرکت AAI ساخته شد. این پرنده توسط دو نفر حمل می‌شود و به‌کمک لانچر برمی‌خیزد. ناوبری آن در فازهای غیر پایانه‌ی، مبتنی بر GPS و در فاز فرود به‌کمک سیستم پیشرفته‌ی TALS صورت می‌گیرد. وزن برخاست این پرنده

سامانه‌های مختلف ناوبری فراهم شد. سیستم ناوبری تلفیقی یک مفهوم جدید نیست اما، با بلوغ تکنولوژی و افزایش اهمیت ایمنی مورد توجه قرار گرفته و در حال پیشرفت است. ناوبری تلفیقی فرایندی است که طی آن متغیرهای ناوبری نظیر موقعیت، سرعت و ارتفاع به‌صورت پیوسته و از طریق چند حسگر مختلف به‌دست می‌آید.^{۱۴} این مسئله از این جهت مطلوب است که در مواردی مزایای سیستم‌های مختلف به‌صورت مکمل عمل می‌کند. بنابراین می‌توان با ترکیب و یکپارچه‌سازی آن‌ها مزیت‌هایشان را تجمیع کرد.^{۱۵}

با توجه به این که سیستم‌های ناوبری رادیویی فقط اطلاعات «موقعیت» و «سرعت خطی» را محاسبه می‌کنند، وجود سیستمی که «وضعیت» پرنده را نیز مشخص کند ضروری می‌نماید. وضعیت غالباً توسط سیستم ناوبری اینرسی محاسبه می‌شود و چون این سیستم موقعیت و سرعت خطی را نیز محاسبه می‌کند، غالباً در نقش سیستم ناوبری اصلی ظاهر شده و سایر سامانه‌های ناوبری نقش سیستم کمک‌ناوبری را برای آن بازی می‌کنند. در مسئله‌ی فرود خودکار پهپادها، چندین مثال از سیستم‌های ناوبری تلفیقی اینرسی - مخابراتی وجود دارد که برخی از آنها عبارت‌اند از:

- Microwave Landing System (MLS)
- Transponder Landing System (TLS)
- Tactical Automatic Landing System (TALS)
- UAV Common Automatic Recovery System (UCARS)
- Object Position and Tracking Sensor (OPATS)
- RPV Autoland Position Sensor or (RAPS)

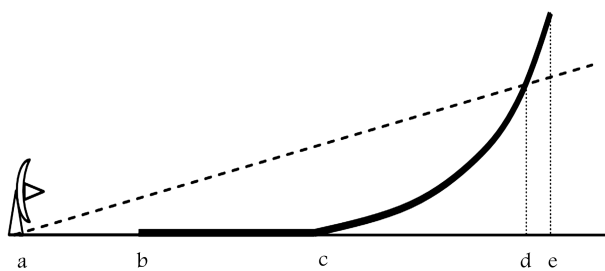
در ادامه‌ی این مطلب به معرفی سیستم کمک‌ناوبری TALS که به‌منظور فرود خودکار پرنده‌ی Shadow کاربرد دارد می‌پردازیم و سپس در بخش بعد، تحلیل دقت این سامانه ارائه می‌شود. لازم به ذکر است که روابطی که در بخش ۴ ارائه می‌شود، برای هر سیستم کمک‌ناوبری مخابراتی دیگری نیز قابل استفاده است، اما از آنجا که تحلیل ناوبری فرود با مشخصات کارایی پرنده نیز درگیر می‌شود، طراح سیستم ناوبری باید مجموعه‌ی پرنده به‌علاوه سیستم ناوبری را در نظر بگیرد.

۱.۳. سیستم فرود خودکار تاکتیکی (TALS)

این سیستم به‌منظور فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین توسعه داده شده است. از ویژگی‌های این سیستم می‌توان به امکان انجام کار در هر شرایط آب و هوایی در روز و شب، نرخ بازیابی بیش از ۹۹/۹۵ درصد، توانایی حمل و نقل توسط دو نفر و راه‌اندازی ظرف ۱۵ دقیقه توسط دو سرباز اشاره کرد. این سیستم فرود هر پرنده‌ی -- بال ثابت یا چرخ‌بال -- را ممکن می‌سازد؛ یا به‌صورت یک حسگر موقعیت را به سیستم هدایت موجود در پرنده ارسال کند، و یا در نقش یک کنترل‌کننده‌ی کاملاً یکپارچه از روی زمین، پرنده را برای فرود هدایت می‌کند. در این سامانه دو زیرسیستم کلی وجود دارد.^{۱۶} ۱. زیرسیستم شناسایی زمینی^۶ یا آنتن که روی زمین و در نزدیکی محل فرود مستقر می‌شود؛ ۲. زیرسیستم ترنسپاندر هوایی^۷ که روی پرنده نصب می‌شود (شکل ۳).

الف) زیرسیستم شناسایی زمینی

این قسمت یک واحد زمینی قابل جابه‌جایی است که عملاً کار شناسایی و ردیابی ترنسپاندر هوایی نصب‌شده روی پرنده را انجام می‌دهد. در حقیقت، آنتن زمینی با دریافت سیگنال از ترنسپاندر هوایی و سپس با رهگیری آن، سمت و ارتفاع وسیله را مشخص می‌کند و بدین ترتیب پرنده را در مسیر درست برای فرود هدایت می‌کند.



شکل ۷. هندسه‌ی فرود ۲۰۰-Shadow.



شکل ۵. ترنسپاندر هوایی سامانه TALS.

$$\begin{aligned} \varepsilon \dot{v}_e &= b_e + w_e^a + \left(\frac{v_e v_n \sec^2 \lambda}{R_e} + 2\omega_n v_n \right) \varepsilon \lambda - f_n \varepsilon \psi + f_d \varepsilon \phi \\ &\quad + \left(2\omega_n^{EI} \sin \lambda + \frac{v_e \tan \lambda}{R_e} \right) \varepsilon v_n + \frac{(v_n \tan \lambda)}{R_e} \varepsilon v_e \\ \varepsilon \dot{\phi} &= \omega_d \varepsilon \lambda + \frac{\lambda}{R_e} \varepsilon v_e + \left(\omega_d - \frac{v_e \tan \lambda}{R_e} \right) \varepsilon \theta + \frac{v_n}{R_e} \varepsilon \psi - d_n - w_n^g \\ \varepsilon \dot{\theta} &= -\frac{\lambda}{R_e} \varepsilon v_n + \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} - \omega_d \right) \varepsilon \phi + \left(\omega_n + \frac{v_e}{R_e} \right) \varepsilon \psi - d_e - w_e^g \\ \varepsilon \dot{\psi} &= -\left(\omega_n + \frac{v_e \sec^2 \lambda}{R_e} \right) \varepsilon \lambda - \frac{\tan \lambda}{R_e} \varepsilon v_e - \frac{v_n}{R_e} \varepsilon \phi \\ &\quad - \left(\omega_n + \frac{v_e}{R_e} \right) \varepsilon \theta - d_d - w_d^g \\ \dot{b}_n &= \dot{b}_e = \dot{d}_n = \dot{d}_e = \dot{d}_d = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

براساس مطالعات گفته شده،^[۱۵] در صورت استفاده از پسخور سرعت و موقعیت به‌عنوان ناوبری کمکی بهترین دقت در وضعیت عبارت خواهد بود از:

$$\varepsilon \phi = \frac{d_e f_n - b_e \left(\omega_n + \frac{v_e}{R_e} \right)}{\left(\omega_n + \frac{v_e}{R_e} \right) f_d + \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} - \omega_d \right) f_n} \quad (2)$$

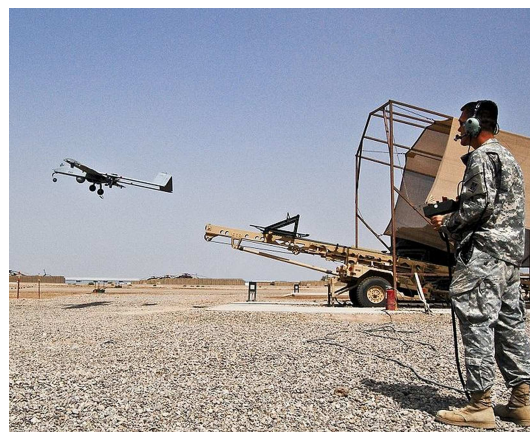
$$\varepsilon \theta = \frac{b_n}{f_d} + \frac{b_e \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} - \omega_d \right) f_e + d_e f_d f_e}{f_d \left\{ \left(\omega_n + \frac{v_e}{R_e} \right) f_d + \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} - \omega_d \right) f_n \right\}} \quad (3)$$

$$\varepsilon \psi = \frac{d_e f_d + b_e \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} - \omega_d \right)}{\left(\omega_n + \frac{v_e}{R_e} \right) f_d + \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} - \omega_d \right) f_n} \quad (4)$$

در روابط فوق f_n ، f_e و f_d به ترتیب معرف نیروهای غیرجاذبی در کانال‌های شمال، شرق و قائم هستند؛ b_n و b_e معرف باياس شتاب‌سنج‌ها در کانال‌های شمال و شرق هستند. v_e و v_n معرف سرعت زمینی در کانال‌های شمال و شرق هستند. λ و R_e معرف عرض جغرافیایی و شعاع زمین هستند و $\varepsilon \phi$ ، $\varepsilon \theta$ و $\varepsilon \psi$ نیز به ترتیب معرف خطای وضعیت در کانال‌های رول، پیچ و یاب هستند.

۱.۴. هندسه‌ی فرود

چنان که ذکر شد بررسی مسئله‌ی دقت ناوبری در فاز فرود، به پارامترهای فرود پهپاد تحت بررسی نیز بستگی دارد؛ نمونه پهپاد انتخاب شده، یعنی ۲۰۰-Shadow، از سیستم کمک ناوبری TALS برای پسخور موقعیت و سرعت استفاده می‌کند. براساس مطالعات صورت گرفته،^[۱۶] پهناي بیم سامانه‌ی TALS در حدود ۲ درجه است و لذا اهدافی با زاویه‌ی موقعیت کم‌تر از ۱ درجه را آشکار نمی‌کند. همچنین مسافت فرود از ۵۰ پایی ۲۰۰-Shadow، برابر ۱۷۰۰ پا است.^[۱۷] براین اساس می‌توان هندسه‌ی فرود این پرنده را مطابق شکل ۷ در نظر گرفت.



شکل ۶. برخاستن پهپاد Shadow به کمک لانچر.

در مدل B، ۱۷۰ کیلوگرم است. در شکل ۶ تصویری از این پرنده هنگام برخاست نشان داده شده است.

۴. تحلیل دقت ناوبری تلفیقی اینرسی در فاز فرود

در این قسمت اثر ناوبری کمکی بر دقت INS، در فاز فرود یک پهپاد بررسی می‌شود. برای این منظور از روابط مستخرج از مطالعات پیشین^[۱۵] که برای ناوبری تلفیقی اینرسی با الگوریتم «پسخور سرعت» توسعه یافته استفاده می‌شود. لازم به ذکر است سیستم ناوبری مختاراتی، برای سیستم اینرسی نقش ناوبری کمکی را ایفا می‌کند و لذا با الگوریتم ناوبری پسخور سرعت پیاده‌سازی خواهد شد. همچنین، از آنجا که بررسی مسئله‌ی مذکور به پارامترهای فرود پهپاد نیز بستگی دارد، پهپاد ۲۰۰-Shadow به‌عنوان نمونه‌ی برای تحلیل انتخاب شد.

براساس مطالعات صورت گرفته،^[۱۵] معادلات خطای ناوبری اینرسی به صورت رابطه‌ی ۱ است. این روابط شامل معادلات خطای موقعیت، سرعت و وضعیت است که در دستگاه ناوبری بیان شده است. منظور از دستگاه ناوبری همان دستگاه NED لحظه‌ی است.

$$\begin{aligned} \varepsilon \dot{\lambda} &= \frac{\lambda}{R_e \cos \lambda} \varepsilon v_e + \frac{v_e \sin \lambda}{R_e \cos^2 \lambda} \varepsilon \lambda \\ \varepsilon \dot{\lambda} &= \frac{\lambda}{R_e} \varepsilon v_n \\ \varepsilon \dot{v}_n &= b_n + w_n^a - \left(\frac{v_e^2 \sec^2 \lambda}{R_e} + 2\omega_n v_e \right) \varepsilon \lambda + f_e \varepsilon \psi - f_d \varepsilon \theta \\ &\quad - \left(\frac{2v_e \tan \lambda}{R_e} + 2\omega_n^{EI} \sin \lambda \right) \varepsilon v_e \end{aligned}$$

در مجموعه معادلات ۵ پارامترهای A ، B و C چنین تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} A &= 2 \left(\frac{v_e \tan \lambda}{R_e} + \omega^{EI} \sin \lambda \right) \\ B &= (2\omega^{EI} \sin \lambda + \frac{v_e \tan \lambda}{R_e}) \\ C &= \frac{(v_n \tan \lambda)}{R_e} \end{aligned} \quad (6)$$

با اعمال عملگر لاپلاس به معادلات خطای سرعت و وضعیت در رابطه‌ی ۵ خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \varepsilon V_n(s) s - \circ &= \frac{b_n}{s} - A \varepsilon V_e(s) + g \varepsilon \Theta(s) \\ \varepsilon V_e(s) s - \circ &= \frac{b_e}{s} + B \varepsilon V_n(s) + C \varepsilon V_e(s) - g \varepsilon \Phi(s) \\ \varepsilon \Phi(s) s - \varepsilon \phi_0 &= -\frac{d_n}{s} \\ \varepsilon \Theta(s) s - \varepsilon \theta_0 &= -\frac{d_e}{s} \\ \varepsilon \Psi(s) - \varepsilon \psi_0 &= -\frac{d_d}{s} \end{aligned} \quad (7)$$

معادلات خطای موقعیت در رابطه‌ی ۷ چنین بازنویسی می‌شود:

$$s \varepsilon V_n(s) + A \varepsilon V_e(s) = \frac{b_n + g \varepsilon \theta_0}{s} - g \frac{d_e}{s^2} \quad (8)$$

$$B \varepsilon V_n(s) + (C - s) \varepsilon V_e(s) = \frac{-b_e + g \varepsilon \phi_0}{s} - g \frac{d_n}{s^2} \quad (9)$$

برای حل معادلات ۸ و ۹:

$$\varepsilon V_n(s) = \frac{\left(\begin{aligned} &(b_n + g \varepsilon \theta_0) s^2 - A d_n g + C d_e g \\ &+ (A g \varepsilon \phi_0 - C b_n - d_e g - A b_e - C g \varepsilon \theta_0) s \end{aligned} \right)}{s^2 (s^2 - C s + A B)} \quad (10)$$

$$\varepsilon V_e(s) = \frac{(b_e - g \varepsilon \phi_0) s^2 + (B b_n + d_n g + B g \varepsilon \theta_0) s - B d_e g}{s^2 (s^2 - C s + A B)} \quad (11)$$

با اعمال عملگر لاپلاس به معادلات خطای موقعیت در رابطه‌ی ۵ خواهیم داشت:

$$\varepsilon L(s) = \frac{1}{s R_e \cos \lambda} \varepsilon V_e(s) - \circ \quad (12)$$

$$\varepsilon \Lambda(s) = \frac{1}{s R_e} \varepsilon V_n(s) - \circ \quad (13)$$

با جایگذاری روابط ۱۰ و ۱۱ در روابط ۱۲ و ۱۳ خواهیم داشت:

$$\varepsilon L(s) = \frac{(b_e - g \varepsilon \phi_0) s^2 + (B b_n + d_n g + B g \varepsilon \theta_0) s - B d_e g}{R_e \cos \lambda s^2 (s^2 - C s + A B)} \quad (14)$$

$$\varepsilon \Lambda(s) = \frac{\left(\begin{aligned} &(b_n + g \varepsilon \theta_0) s^2 - A d_n g + C d_e g \\ &+ (A g \varepsilon \phi_0 - C b_n - d_e g - A b_e - C g \varepsilon \theta_0) s \end{aligned} \right)}{R_e s^2 (s^2 - C s + A B)} \quad (15)$$

همچنین با استفاده از روابط ۱۴ و ۱۵ می‌توان خطای موقعیت در فاز فرود را به دقت حس‌گرهای اینرسی نسبت داد. اگر موقعیت در دستگاه جغرافیایی

جدول ۱. هندسه‌ی فرود پهپاد Shadow-۲۰۰.

شاخه	مسافت (پا)	زمان (ثانیه)
de	۵۳٫۷	۰٫۴۴
cd	۵۷۱٫۶	۴٫۷۳
Bc	۷۷۶	۶٫۸۳

مطابق آنچه که در این شکل مشاهده می‌شود، می‌توان مدت زمانی را که پرنده در انتهای فاز فرود خود فاقد اطلاعات سیستم ناوبری کمکی است، مشخص کرد.

در تحلیل زمان پرواز Shadow-۲۰۰ در ناحیه‌ی کور رادار، فرضیات زیر در نظر گرفته شده است:

- سرعت در طی مسیر eb ثابت و برابر $1/3 V_S$ است؛^[۱۸]
- سرعت استال Shadow-۲۰۰ برابر ۹۳ fps است؛^[۱۹]
- طول شاخه‌ی bc از رابطه‌ی $bc = 3 V_{TD} + \frac{V_{TD}^2}{1.8g}$ به دست می‌آید؛^[۱۸]
- طول شاخه‌ی ab معادل 300 ft در نظر گرفته شده است؛
- شاخه‌ی ce، به صورت کمانی از دایره با شعاع $R = \frac{V_{TD}^2}{0.78g}$ در نظر گرفته می‌شود.^[۱۸]

با انجام محاسبات جبری، هندسه‌ی فرود پهپاد Shadow-۲۰۰ مطابق داده‌های ثبت شده در جدول ۱ حاصل می‌شود. براساس این جدول، پرنده مدت زمان ۱۱٫۵۶ ثانیه را در انتهای فاز فرود، بدون حضور سیستم ناوبری کمکی پرواز می‌کند. همچنین خطای مجاز در فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین در کانال عرضی ۳ متر است.^[۲۰] دقت مورد نیاز در وضعیت نیز ۱ درجه فرض می‌شود.

براساس اطلاعات فوق، می‌توان دقت سامانه‌ی ناوبری اینرسی مورد نیاز در فرود خودکار پرنده را استخراج کرد. برای این منظور، با جاگذاری شرایط اولیه‌ی به دست آمده از روابط ۲ تا ۴ در مجموعه روابط ۱ و حل عددی این روابط برای مدت زمان پرواز بدون حضور سیستم ناوبری کمکی، دقت مورد نیاز حس‌گرهای اینرسی به دست می‌آید.

۲.۴ توسعه‌ی روابط

با بررسی عددی مجموعه روابط ۱، مشاهده می‌شود که این روابط را در فاز فرود می‌توان با مجموعه معادلات ۵ تقریب زد. در استخراج این معادلات از ترم‌های کم‌اهمیت صرف‌نظر شده و همچنین با توجه به فرض ثابت بودن سرعت در طول فرود، $f_d = -g$ و $f_n = f_e = \circ$ منظور شده است.

$$\begin{aligned} \varepsilon \dot{e} &= \frac{1}{R_e \cos \lambda} \varepsilon v_e \\ \varepsilon \dot{\lambda} &= \frac{1}{R_e} \varepsilon v_n \\ \varepsilon \dot{v}_n &= b_n - A \varepsilon v_e + g \varepsilon \theta \\ \varepsilon \dot{v}_e &= b_e + B \varepsilon v_n + C \varepsilon v_e - g \varepsilon \phi \\ \varepsilon \dot{\phi} &= -d_n \\ \varepsilon \dot{\theta} &= -d_e \\ \varepsilon \dot{\psi} &= -d_d \end{aligned} \quad (5)$$

را با $[s]_{BG}^G = [s_n \ s_e \ s_d]^T$ نشان دهیم، می توان گفت $\varepsilon s_n = R_e \varepsilon \lambda$ و $\varepsilon s_e = R_e \cos \lambda \varepsilon \ell$ است. لذا با بیان روابط فوق در حوزه‌ی زمان خواهیم داشت:

$$\varepsilon s_n = - \left[\frac{\sinh \left(t \sqrt{\frac{C^\tau}{\tau} - AB} \right) \left(\frac{C^\tau}{\tau} - \frac{1}{\tau} \right)}{\sqrt{\frac{C^\tau}{\tau} - AB} + \cosh \left(t \sqrt{\frac{C^\tau}{\tau} - AB} \right)} \right] \frac{J}{A^\tau B^\tau} e^{\frac{C^\tau}{\tau} t} - \frac{\left(A^\tau B b_e - C^\tau d_e g - A^\tau B \varepsilon \phi . g + ABC b_n \right) + AB d_e g + AC d_n g + ABC g \varepsilon \theta .}{A^\tau B^\tau} t - \frac{Ad_n - C d_e}{\tau AB} g t^\tau + \frac{K}{A^\tau B^\tau} \quad (16)$$

$$I = \begin{pmatrix} A^\tau B^\tau b_e + C^\tau d_e g - AC^\tau d_n g - A^\tau BC^\tau b_e \\ + \tau A^\tau B^\tau C b_n + A^\tau B^\tau d_e g + \tau A^\tau BC d_n g \\ - ABC^\tau g t^\circ + A^\tau BC^\tau \varepsilon \phi . g + \tau A^\tau B^\tau C g \varepsilon \theta . \\ - A^\tau B^\tau f^\circ g - ABC^\tau b_n - \tau ABC^\tau d_e g \end{pmatrix}$$

$$J = \begin{pmatrix} A^\tau B^\tau b_n + C^\tau d_e g + A^\tau B d_n g - AC^\tau d_n g \\ + A^\tau B^\tau g \varepsilon \theta . - A^\tau BC b_e - ABC^\tau b_n \\ + A^\tau BC \varepsilon \phi . g - ABC^\tau g \varepsilon \theta . - \tau ABC d_e g \end{pmatrix}$$

$$K = \begin{pmatrix} A^\tau B^\tau b_n + C^\tau d_e g + A^\tau B d_n g - AC^\tau d_n g \\ + A^\tau B^\tau g \varepsilon \theta . - A^\tau BC b_e - ABC^\tau b_n \\ + A^\tau BC \varepsilon \phi . g - ABC^\tau g \varepsilon \theta . - \tau ABC d_e g \end{pmatrix}$$

$$\varepsilon s_e = - \frac{H(DG + EF)}{A^\tau B^\tau G} e^{\frac{C^\tau}{\tau} t} - \frac{d_e g t^\tau}{\tau A} + \frac{AB b_n + Ad_n g - C d_e g + AB g \varepsilon \theta .}{A^\tau B} t + \frac{\left(A^\tau B b_e - C^\tau d_e g - A^\tau B \varepsilon \phi . g + ABC b_n \right) + AB d_e g + AC d_n g + ABC g \varepsilon \theta .}{A^\tau B^\tau}$$

$$D = \cosh \left(\frac{t}{\tau} \sqrt{C^\tau - \tau AB} \right)$$

$$E = \sinh \left(\frac{t}{\tau} \sqrt{C^\tau - \tau AB} \right)$$

$$F = \tau A^\tau B^\tau b_n + C^\tau d_e g + \tau A^\tau B d_n g - AC^\tau d_n g + \tau A^\tau B^\tau g \varepsilon \theta . - A^\tau BC b_e - ABC^\tau b_n + A^\tau BC \varepsilon \phi . g - ABC^\tau g \varepsilon \theta . - \tau ABC d_e g$$

$$G = \sqrt{C^\tau - \tau AB} \begin{pmatrix} A^\tau B b_e - C^\tau d_e g - A^\tau B \varepsilon \phi . g \\ + ABC b_n + AB d_e g \\ + AC d_n g + ABC g \varepsilon \theta . \end{pmatrix}$$

$$H = A^\tau B b_e - C^\tau d_e g - A^\tau B \varepsilon \phi . g + ABC b_n + AB d_e g + AC d_n g + ABC g \varepsilon \theta . \quad (17)$$

در بخش ۳.۴، از روابط فوق برای محاسبه دقت مورد نیاز حس‌گرهای ایرسی در فاز فرود استفاده می‌شود.

۳.۴. دقت حس‌گر

با جایگذاری روابط ۲ و ۳ در روابط ۱۶ و ۱۷، اعمال فرضیات فرود ($f_n = f_e = 0$) و $(fd = -g)$ ، در نظر گرفتن خطای مجاز $\varepsilon s_{n_{max}}$ و $\varepsilon s_{e_{max}}$ ، و تعریف t_L به عنوان زمان فرود کور خواهیم داشت:

$$-\frac{g(d_e - Ad_n)}{(C - AB)^\tau} \left[\frac{e^{(C-AB)t_L} - 1 - (C - AB)t_L}{- \frac{t_L}{\tau} (C - AB)^\tau} \right] \leq \varepsilon s_{n_{max}} \quad (18)$$

$$\frac{g(d_n - Bd_e)}{(C - AB)^\tau} \left[\frac{e^{(C-AB)t_L} - 1 - (C - AB)t_L}{- \frac{t_L}{\tau} (C - AB)^\tau} \right] \leq \varepsilon s_{e_{max}} \quad (19)$$

روابط ۱۸ و ۱۹ را می‌توان چنین ساده کرد:

$$\frac{(d_e - Ad_n)}{(C - AB)^\tau} (C - AB)^\tau g \frac{t_L}{\tau} \leq \varepsilon s_{n_{max}} \quad (20)$$

$$-\frac{(d_n - Bd_e)}{(C - AB)^\tau} (C - AB)^\tau g \frac{t_L}{\tau} \leq \varepsilon s_{e_{max}} \quad (21)$$

که خود به شکل رابطه‌های ۲۲ و ۲۳ ساده می‌شود:

$$d_e \leq \frac{\tau}{g t_L^\tau} \varepsilon s_{n_{max}} \quad (22)$$

$$d_n \leq \frac{\tau}{g t_L^\tau} \varepsilon s_{e_{max}} \quad (23)$$

با توجه به روابط استخراج شده، هم‌اکنون می‌توان دقت حس‌گرهای ایرسی مورد نیاز در فرود خودکار پرنده‌ی Shadow-۲۰۰ را براساس اطلاعات این پهباد محاسبه کرد. مطابق روابط ۲۲ و ۲۳ خواهیم داشت:

$$d_{gyr.} \leq \frac{\tau \times 3}{9,81 \times 11,56^3} \approx 0,0012 \text{ (rad/sec)} \quad (24)$$

و بالاخره براساس روابط ۲ و ۳ نیز خواهیم داشت:

$$b_{acc.} \leq (1 \times \pi / 180) \times 9,81 \approx 0,17 \text{ (m/sec}^2) \quad (25)$$

۴.۴. اعتبارسنجی

در این قسمت روابط مستخرج در بخش قبل به وسیله‌ی شبیه‌سازی عددی اعتبارسنجی می‌شود. در جداول ۲ و ۳ اثر پارامترهای پروازی و همچنین دقت سیستم ناوبری بر خطای موقعیت کانال شمال و شرق، به ترتیب بررسی شده است. مطابق این جداول روابط تحلیلی ۲۲ و ۲۳ که در شرایط فاز فرود معتبرند، با دقت زیاد با شبیه‌سازی عددی رابطه‌ی ۱ همخوانی دارند.

۵.۴. جمع‌بندی

با فرض این که سیستم ناوبری مورد استفاده یک ناوبری تلفیقی ایرسی با الگوریتم تطابق سرعت است، طرح سیستم ناوبری می‌تواند با توجه به دقت مورد نیاز در فاز پایانه‌ی (روابط ۲۲ و ۲۳) و همچنین دقت مورد نیاز در فاز غیر پایانه‌ی (روابط ۲ تا ۴)، دقت حس‌گرهای ایرسی مورد نیاز را برای پهبادی که عملیات فرود خودکار انجام می‌دهد، محاسبه کند.

جدول ۲. بررسی خطای موقعیت کانال شمال.

Δs_n (m)	$\varepsilon s_{n_{analy.}}$ (m)	$\varepsilon s_{n_{sim.}}$ (m)	d_d (rad/s)	d_e (rad/s)	d_n (rad/s)	b_e (m/s ²)	b_n (m/s ²)	λ (deg)	v_e (m/s)	v_n (m/s)	Sc. No.
۰٫۰۰	-۲٫۸۷	-۲٫۸۸	۰٫۰۰۰۰۸	-۰٫۰۰۰۱۱	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۰۶	۸۳٫۵۸	۴۳٫۶	۴۴٫۱	۱
-۰٫۰۲	۰٫۹۹	۰٫۹۷	-۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۸	-۰٫۰۰۰۱۶	-۰٫۰۰۰۰۲	۴۹٫۷۵	۴۷٫۸	۸۸٫۳	۲
۰٫۰۰	-۱٫۲۸	-۱٫۲۹	-۰٫۰۰۰۰۲	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۱۲	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۰۱	۷۹٫۹۷	۹۹٫۱	۲۹٫۵	۳
-۰٫۰۲	-۲٫۶۸	-۲٫۷۰	۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۱۱	-۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۱۲	-۰٫۰۰۰۱۴	۴۱٫۳۷	۸۵٫۵	۸۱٫۱	۴
-۰٫۰۲	۲٫۴۹	۲٫۴۸	-۰٫۰۰۰۱۰	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۰۱	۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۱۵	۲۹٫۸۹	۳۶٫۷	۳۴٫۱	۵
-۰٫۰۱	-۲٫۲۱	-۲٫۲۳	-۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۰۹	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۱۱	۶۶٫۳۵	۶۴٫۹	۷۸٫۹	۶
-۰٫۰۱	۲٫۴۰	۲٫۴۰	-۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۱۲	-۰٫۰۰۰۰۲	-۰٫۰۰۰۱۶	۷۹٫۶۵	۳۹٫۴	۲۵٫۷	۷
-۰٫۰۲	-۱٫۲۳	-۱٫۲۵	-۰٫۰۰۰۱۱	-۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۱۸	-۰٫۰۰۰۱۴	۸٫۳۱	۵۶٫۵	۴۴٫۶	۸
-۰٫۰۲	-۲٫۵۴	-۲٫۵۶	۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۱۰	۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۹	۲۶٫۵۴	۶۰٫۴	۲۳٫۷	۹
-۰٫۰۱	۱٫۴۹	۱٫۴۹	-۰٫۰۰۰۱۲	۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۱۲	۸۰٫۵۶	۲۸٫۷	۶۲٫۷	۱۰
-۰٫۰۲	۱٫۷۰	۱٫۶۸	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۸	۰٫۰۰۰۰۱	۴٫۳۱	۶۸٫۳	۷۳٫۴	۱۱
-۰٫۰۱	۰٫۶۵	۰٫۶۴	۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۱۶	۶۱٫۶۴	۵۱٫۷	۶۴٫۵	۱۲
-۰٫۰۲	۱٫۴۲	۱٫۴۰	-۰٫۰۰۰۱۱	۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۱۴	-۰٫۰۰۰۰۱	۹٫۳۳	۶۴٫۰	۳۰٫۲	۱۳
-۰٫۰۲	۱٫۳۵	۱٫۳۳	-۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۱۶	۶٫۴۹	۸۳٫۹	۲۷٫۱	۱۴
-۰٫۰۲	۱٫۴۵	۱٫۴۳	-۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۶	۱۰٫۴۶	۴۶٫۳	۷۱٫۳	۱۵
-۰٫۰۱	۱٫۱۲	۱٫۱۱	۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۱۵	۶۵٫۴۱	۸۹٫۴	۹۷٫۶	۱۶
-۰٫۰۱	-۰٫۶۸	-۰٫۶۹	۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۱۵	۷۰٫۲۵	۳۶٫۵	۴۹٫۴	۱۷
-۰٫۰۲	-۱٫۲۵	-۱٫۲۷	-۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۱۰	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۱۳	۲۰٫۳۸	۵۸٫۸	۷۱٫۴	۱۸
-۰٫۰۱	-۱٫۲۶	-۱٫۲۷	۰٫۰۰۰۰۲	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۱۴	-۰٫۰۰۰۱۴	۴۷٫۲۵	۵۲٫۴	۲۷٫۳	۱۹
۰٫۰۰	-۲٫۳۶	-۲٫۳۶	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۰۹	۸۵٫۸۳	۷۵٫۶	۵۴٫۶	۲۰

جدول ۳. بررسی خطای موقعیت کانال شرق.

Δs_e (m)	$\varepsilon s_{e_{analy.}}$ (m)	$\varepsilon s_{e_{sim.}}$ (m)	d_d (rad/s)	d_e (rad/s)	d_n (rad/s)	b_e (m/s ²)	b_n (m/s ²)	λ (deg)	v_e (m/s)	v_n (m/s)	Sc. No.
۰٫۰۰	-۲٫۸۳	-۲٫۸۳	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۱۱	۰٫۰۰۰۱۶	۰٫۰۰۰۰۹	۸۶٫۵۷	۷۶٫۹	۴۶٫۲	۱
۰٫۰۰	۰٫۹۷	۰٫۹۷	-۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۱۱	۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۰۳	۰٫۰۰۰۰۴	۲۵٫۰۵	۷۷٫۲	۳۸٫۴	۲
۰٫۰۰	۱٫۴۰	۱٫۴۰	۰٫۰۰۰۰۸	-۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۸	۰٫۰۰۰۱۳	۴۰٫۱۷	۴۹٫۳	۳۹٫۳	۳
۰٫۰۰	-۰٫۰۶	-۰٫۰۷	-۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۰	۰٫۰۰۰۰۰	۰٫۰۰۰۱۱	۱۲٫۳۴	۲۳٫۴	۶۷٫۱	۴
۰٫۰۰	۱٫۰۱	۱٫۰۱	۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۱۱	۰٫۰۰۰۱۷	۴۰٫۰۰	۸۴٫۹	۹۷٫۱	۵
۰٫۰۰	۲٫۸۷	۲٫۸۷	-۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۰۴	۰٫۰۰۰۱۱	-۰٫۰۰۰۱۵	-۰٫۰۰۰۱۷	۳۲٫۱۳	۴۱٫۵	۶۹٫۶	۶
۰٫۰۰	-۲٫۱۰	-۲٫۱۱	-۰٫۰۰۰۰۹	-۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۸	-۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۹	۳۵٫۹۱	۹۴٫۴	۲۹٫۸	۷
۰٫۰۰	-۰٫۹۵	-۰٫۹۶	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۱۶	-۰٫۰۰۰۰۴	۷۸٫۶۹	۹۱٫۵	۲۷٫۵	۸
۰٫۰۰	-۲٫۷۵	-۲٫۷۵	۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۱۱	-۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۱۶	۴۸٫۵۰	۶۶٫۶	۷۴٫۹	۹
۰٫۰۰	۱٫۸۲	۱٫۸۲	۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۱۵	-۰٫۰۰۰۱۵	۶۴٫۲۴	۸۷٫۱	۹۰٫۲	۱۰
۰٫۰۰	۰٫۳۷	۰٫۳۷	۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۰۲	۸۷٫۶۵	۴۴٫۶	۷۷٫۳	۱۱
۰٫۰۰	-۰٫۸۳	-۰٫۸۴	۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۰۳	-۰٫۰۰۰۰۱	-۰٫۰۰۰۱۳	۴۴٫۸۵	۲۱٫۷	۷۱٫۷	۱۲
۰٫۰۰	۲٫۶۶	۲٫۶۶	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۱۲	۰٫۰۰۰۱۱	-۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۰۲	۵۹٫۵۰	۶۷٫۸	۳۰٫۷	۱۳
۰٫۰۰	۰٫۳۰	۰٫۲۹	۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۱	۰٫۰۰۰۱۶	۰٫۰۰۰۱۴	۷۱٫۲۷	۷۱٫۷	۹۱٫۷	۱۴
۰٫۰۰	۲٫۶۵	۲٫۶۴	۰٫۰۰۰۰۸	۰٫۰۰۰۰۸	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۰۵	۰٫۰۰۰۰۱	۲٫۳۰	۸۹٫۸	۵۵٫۷	۱۵
۰٫۰۰	-۱٫۷۷	-۱٫۷۸	-۰٫۰۰۰۱۰	۰٫۰۰۰۰۴	-۰٫۰۰۰۰۷	۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۱۶	۳۳٫۱۶	۹۴٫۷	۶۷٫۵	۱۶
۰٫۰۰	۱٫۵۵	۱٫۵۵	۰٫۰۰۰۱۱	-۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۰۶	-۰٫۰۰۰۰۱	۰٫۰۰۰۱۱	۳۶٫۲۰	۵۱٫۱	۷۳٫۴	۱۷
-۰٫۰۱	۱٫۷۲	۱٫۷۱	۰٫۰۰۰۱۰	۰٫۰۰۰۰۹	۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۰۹	-۰٫۰۰۰۰۲	۸۷٫۹۳	۳۱٫۹	۸۹٫۱	۱۸
۰٫۰۰	-۱٫۷۸	-۱٫۷۹	۰٫۰۰۰۰۶	۰٫۰۰۰۱۰	-۰٫۰۰۰۰۷	-۰٫۰۰۰۰۲	۰٫۰۰۰۱۴	۴۹٫۶۹	۷۳٫۹	۶۷٫۹	۱۹
۰٫۰۰	-۰٫۵۶	-۰٫۵۶	۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۰۵	-۰٫۰۰۰۰۲	-۰٫۰۰۰۱۴	۰٫۰۰۰۰۶	۷۸٫۵۴	۷۶٫۹	۴۲٫۸	۲۰

۵. نتیجه‌گیری

در این نوشتار دقت سیستم‌های ناوبری که برای فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین کاربرد دارند، و از تلفیق حس‌گرهای اینرسی با سیستم‌های مخابراتی استفاده می‌کنند، تشریح شده است. ناوبری این پرنده‌ها به دو فاز «پایانه‌یی» و «غیرپایانه‌یی» تقسیم می‌شود. در فاز غیرپایانه‌یی، سیستم مخابراتی اطلاعات سرعت و موقعیت را به پرنده پس‌خور می‌کند. پرنده با استفاده از این اطلاعات و خروجی حس‌گرهای اینرسی، الگوریتم ناوبری تلفیقی تطابق سرعت را اجرا کرده و وضعیت، سرعت و موقعیت خود را اصلاح می‌کند. در فاز پایانه‌یی، که در حین عملیات چرخش فاز فرود شروع می‌شود، اطلاعات سیستم مخابراتی به دلیل محدودیت پهنای بیم آنتن و نزدیکی به سطح از دست می‌رود. در این فاز، سیستم ناوبری باید بدون وجود سیستم کمک‌ناوبری، اطلاعات وضعیت، سرعت و موقعیت را در اختیار پرنده قرار دهد.

بررسی دقت سیستم ناوبری در فاز پایانه‌یی، بدون بررسی دقت در فاز غیرپایانه‌یی ممکن نیست زیرا شرایط انتهایی فاز غیرپایانه‌یی، به عنوان شرایط اولیه‌ی فاز پایانه‌یی قرار می‌گیرد. بدین منظور ابتدا دقت یک سیستم ناوبری تلفیقی که با الگوریتم تطابق سرعت کار می‌کند، مورد تحلیل قرار گرفته و ارتباط بین «دقت حس‌گرهای اینرسی»،

«پارامترهای پروازی» و «دقت سیستم ناوبری» در قالب روابط بسته استخراج شده است.

در فاز پایانه‌یی، اثر حذف اطلاعات کمک‌ناوبری بر دقت یک سیستم ناوبری اینرسی در فاز فرود پهناد، بررسی شده است. بدین منظور، اثر شرایط اولیه‌ی مستخرج از فاز غیرپایانه‌یی و همچنین پارامترهای پروازی منتج از مانور پهناد به منظور فرود، بر خطای سیستم ناوبری مدل‌سازی شده است. سپس تقریب‌های لازم بر مدل دینامیکی انجام شده و روابط تحلیلی بیان‌گر دقت سیستم ناوبری در فاز پایانه‌یی استخراج شده است.

به منظور اعتبارسنجی روابط تحلیلی استخراج‌شده براساس مدل تقریبی، فرود پرنده $\text{Shadow}^{\circ} 200$ که برای فرود خودکار از سیستم کمک‌ناوبری TALS استفاده می‌کند، شبیه‌سازی شده است. براساس مشخصات این پرنده (سرعت استال، ارتفاع شروع چرخش و...)، هندسه‌ی فرود آن مشخص شده و معادلات دقیق خطای ناوبری، در فاز فرود آن شبیه‌سازی عددی شده است. نتایج شبیه‌سازی با روابط تحلیلی به دست آمده، همخوانی بسیار بالایی دارند. لذا، طراح سیستم ناوبری می‌تواند با توجه به دقت مورد نیاز در فاز پایانه‌یی و همچنین دقت مورد نیاز در فاز غیرپایانه‌یی، دقت حس‌گرهای اینرسی مورد نیاز برای پهناد که عملیات فرود خودکار انجام می‌دهد را محاسبه کند.

پانویس‌ها

1. approach
2. glide
3. flare
4. taxi
5. terrestrial radio navigation
6. ground-based radar track subsystem (TS)
7. vehicle-mounted airborne transponder (ATS)
8. track control unit
9. pedestal
10. radom
11. interrogator unit
12. interrogating signal

منابع (References)

5. Roskam, J. and Lan, C., *Airplane Aerodynamics and Performance*, Darcorporation, ch. 8 (1988).
6. Kayton, M. and Fried, R., *Avionic Navigation Systems*, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc. (1997).
7. Park, J., Sick, H. and Chin, C. "A study on the longitudinal and lateral errors of air vehicle heading for auto-landing", *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, **2**, pp. 115-121 (2013).
8. Bergmann, N. "Low-altitude laser altimeter to assist UAV autoland", Ms.c. thesis, University of Kansas (2012).
9. Hoffer, V., Coopmans, C. and Fullmer, R. "Small low-cost unmanned aerial vehicle system identification: Brief sensor survey and data quality, consistency checking, and reconstruction", *ICUAS International Conference* (2014).
10. Stojcsics, D. and Andras M. "Autonomous takeoff and landing control for small size unmanned aerial vehicles", *Journal of Computing and Informatics*, **6**, pp. 1117-1130 (2014).
11. Groves, P.D., *Principles of GNSS, Inertial, and Multi-sensor Integrated Navigation Systems*, Second Edition, Artech House (2013).
12. Pucar, P. and Palmqvist, J. "Saab NINS/NILS -an autonomous landing system for Gripen", *IEEE Saab AB, SE-581 88 Linkoping*, Sweden (2000).
13. Daly, M., *Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets*, Coulsdon, Surrey, UK; Alexandria, VA: Jane's Information Group (2011).
1. Salfi, M., Ahsun, U. and Bhatti, H. "Lateral and longitudinal guidance and control design of a UAV in Auto landing phase", *IEEE Proceedings of International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology* (Jan. 2009).
2. Laurenzo, R. "Air force has lost one-third of its predators", *Defense Week* (8 April 2002).
3. Siegel, D. "Development of an autoland system for general aviation aircraft", Report No: ICAT-2011-09 (Sept 2011).
4. Stevens, B. and Lewis, F., *Aircraft Control and Simulation*, New York, John Wiley & Sons, Inc., pp. 309-316 (1992).

14. *Sierra Nevada Corporation's (SNC)*, <http://www.sncorp.com>
15. Nobahari, H. and Mohammadkarimi, H. "Inertial navigation system", Report of GCRC, Sharif University of Technology (2013).
16. Mohammadkarimi, H., Heydari Darani, M. and Ghasemian Sahebi, A. "Analysis of navigation systems used for autonomous take off and landing of UAVs", Report of GCRC, Sharif University of Technology (2013).
17. Technical Letter, No. 1110-3-506, *Aviation Complex Planning and Design Criteria for Army Unmanned Aircraft Systems*, U.S. Army Corps of Engineers, Washington, DC (2011).
18. Ojha, S.K., *Flight Performance of Aircraft*, AIAA Educational Series (1995).
19. <http://www.powmadeak47.com/dm/dmpuavshadow.html>
20. Heydari, M., Nobahari, H. and Mohammadkarimi, H. "Accuracy analysis of navigation systems used for landing of UAVs", *13th Conference of Iranian Aerospace Society*, University of Tehran (2014).